

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ

**«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

Приладобудівний факультет

Кафедра приладів і систем орієнтації і навігації

«До захисту допущено»

Завідувач кафедри

_____ Бурау Н. І.

« ____ » _____ 20__ р.

Дипломний проект

на здобуття ступеня бакалавра

**за спеціальністю 151 Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані
технології**

**на тему: «Слідкуюча система для наведення об'єкта у вертикальній
площині.»**

Виконав:

студент III курсу, групи ПГ-п61

Стельмах Сергій Сергійович

Керівник:

к. т. н. Лакоза С. Л.

Рецензент:

ст. викл. Божко К. М.

Засвідчую, що у цьому
дипломному проекті немає запозичень
з праць інших авторів без відповідних
посилань.

Студент _____

Анотація

Автор: Стельмах С.С.

Тема дипломного проекту «Слідкуюча система для наведення об'єкта у вертикальній площині».

Обсяг дипломного проекту 51 сторінку, він містить 26 малюнків, 3 таблиці та 9 джерел літератури.

У дипломному проекті спроектовано одновісну систему орієнтації. Проведений аналіз безплатформених систем орієнтацій. В проекті розглянуто та охарактеризовано одновісні системи стабілізації. Створено кресленики котрі описують конструкцію спроектованого приладу. Розроблено принципову та структурно-кінематичну схему одновісної системи орієнтації.

Ключові слова: система орієнтації, безплатформена система, одновісний гіростабілізатор.

Annotation

Author: Stelmakh Serhii

The theme of the diploma project "Tracking system for pointing the object in upright position".

The volume of the diploma project is 51 pages, it contains 26 pictures, 3 tables and 9 sources of literature.

In the thesis project designed uniaxial orientation system. The analysis of strapdown orientation system. The project was examined and was described uniaxial stabilization system. A design drawings that describe the designed device. Developed and fundamental structural and kinematic scheme of uniaxial orientation system.

Keywords: orientation system, strapdown system, uniaxial gyrostabilizer.

Зміст

Вступ	8
Розділ 1. Система орієнтації. Математична модель.....	9
1.1 Принципи побудови безплатформених інерційних систем орієнтації та навігації рухомих об'єктів. Загальні відомості	9
1.2 Класифікація безплатформних систем.....	11
Основне рівняння інерційного методу навігації записується у вигляді	11
1.3 Принципова схема одновісної безплатформної системи.....	14
1.4 Параметри орієнтації і кінематичні рівняння	20
1.5 Використання рівнянь Ейлера	20
Розділ 2. Системи стабілізації. Математична модель	24
2.1 Загальні відомості систем стабілізації	24
2.2 Порівняльний аналіз різних типів гіростабілізаторів.....	25
2.2 Технічні характеристики стабілізаторів різних виробників	28
2.2.1. Технічні характеристики стабілізаторів виробника DJI	28
2.2.2. Технічні характеристики стабілізаторів виробника Tarot.....	30
2.2.3. Технічні характеристики стабілізатора Hobbyking Brushless Actioncam Gimbal with 2208 motors and 3K carbon construction.....	32
2.2.4. Технічні характеристики гіростабілізатора Turnigy™ Mobius 2 Axis Gimbal with AX2206 motors w/o controller	33
2.3 Електропривод каналу розвантаження гіростабілізатора	34
2.4 Принципова схема одновісного гіростабілізатора	36
2.5 Диференціальні рівняння гіростабілізатора	37
2.6 Структурна схема гіростабілізатора.....	39
2.7 Системи стабілізації, керовані датчиком кутової швидкості.....	40
2.8 Опис спроектованого приладу.....	48
2.11 Розрахунок навантажень на опори	49
2.12 Висновки до розділу.....	50
Перелік посилань	52

Перелік скорочень, умовних позначень, термінів

БГА – Блок гіроскопів акселерометрів

БІНС – Безплатформені інерційні навігаційні системи

БІСО – Безплатформені інерційні системи орієнтації

ГСП – Гіростабілізуюча платформа

ДКШ – Датчик кутової швидкості

ІНС – Інерційні навігаційні системи

ЛГ – Лазерний гіроскоп

СГС – Система гіростабілізації

ЦОМ – Цифрова обчислювальна машина

ЧЕ – Чутливий елемент

Вступ

На сьогоднішній день в усьому світі стали популярними портативні екшн-камери. Однією з компаній, котра випускає такі камери є GoPro. Її камери використовуються не тільки для повсякденного життя, зйомки трюків, а широко і в кіноіндустрії для зйомки різних екшн сцен. Перевагами таких камер є їхня портативність, здатність протистояти агресивним середовищам і гарною якістю відеозйомки. Але якою б гарною не була камера, плавне та красиве відео дуже важко зняти просто тримаючи камеру у руках. Саме по цій причині почали також широко застосовуватись стабілізатори для камер.

Нині розрізняють 3 основних типи стабілізаторів:

1. Малогабаритні;
2. Середньо габаритні;
3. Велико габаритні.

Оскільки портативні екшн камери стали доступними практично для всіх людей, тому не дивно, що і перший тип стабілізаторів також почав цікавити людей, придбавших екшн камери. В даному дипломному проекті розглянуто і охарактеризовано саме малогабаритна одновісна система орієнтації, котра дозволить зберігати положення екшн камери в одному положенні по одній осі.

Розділ 1. Система орієнтації. Математична модель

1.1 Принципи побудови безплатформених інерційних систем орієнтації та навігації рухомих об'єктів. Загальні відомості

У системах інерціальної навігації та гіроскопічної стабілізації, використовуваних на кораблях, основним гіроскопічним пристроєм є ДСП, що фізично відтворює базову систему координат. В якості неї зазвичай застосовується географічна система вісей. Поряд з низкою позитивних якостей ГСП, до яких перш за все слід віднести створення найбільш сприятливих умов для використання чутливих елементів систем - гіроскопів, акселерометрів, - вона володіє і істотними недоліками: 1) труднощі при забезпеченні точної орієнтації осей карданова підвісу, маломагнітні конструкції, її геометричній рівножорсткості, теплової симетрії, необхідного теплового режиму; 2) значні маса і габарити платформи; 3) утруднений надійний зйом вихідних сигналів при великих кутах повороту карданових кілець; 4) платформа, будучи прецизійним електромеханічним пристроєм, вимагає сприятливих умов експлуатації, споживає багато енергії, складна при складанні, має високу вартість; 5) в силу складності і великої кількості електромеханічних елементів ГСП зазвичай є найбільш вразливим елементом ІНС і СГС з точки зору надійності; 6) збільшення часу підготовки всієї системи до роботи, оскільки необхідно здійснювати початкову виставку системи, в ході якої платформі надається необхідна орієнтація в просторі; 7) використання ІНС і СГС на високоманеврових об'єктах призводить до необхідності установки додаткових кілець підвісу гіроплатформ; 8) забезпечення стійкості і необхідної якості перехідних процесів в такій складній динамічній системі, якою є тривісна ГСП - вельми складне завдання з точки зору теорії і практики приладобудування.

Перераховані вище недоліки ГСП до певної міри обмежують подальший розвиток і вдосконалення ІНС і СГС платформеного типу. Один з реальних шляхів подолання зазначених труднощів полягає в переході до так званих безплатформених систем навігації і орієнтації, тобто до БІНС і БІСО.

Безплатформні системи відносяться до інерціальним системам аналітичного типу без ГСП, корпуси їх чутливих елементів (гіроскопи, акселерометри) жорстко скріплені з об'єктом. Тому всі інерціальні вимірювання здійснюються в зв'язаній з об'єктом системі координат. Параметри руху об'єкта і координати його розташування в інерціальній або географічній системах визначаються шляхом розрахунків в бортовий ЦОМ. Подібний спосіб вирішення завдань навігації і орієнтації став можливим до 70-х років завдяки високому рівню розвитку обчислювальної техніки і характеризує одну з сучасних тенденцій систем навігації і управління - все більше число функцій перекладати на ЦОМ. До переваг безплатформної системи в порівнянні з платформеними відносяться: 1) відсутність складної електромеханічної системи - ГСП; 2) зменшення габаритів, маси і енергоспоживання; 3) підвищення надійності та ремонтпридатності; 4) скорочення часу початкової виставки; 5) підвищення універсальності системи, так як перехід до визначення тих чи інших параметрів здійснюється алгоритмічно; 6) менша вартість системи; 7) безплатформні системи легше комплексуються з навігаційними приладами і системами орієнтації, які працюють на інших фізичних принципах; 8) спрощення рішення задачі резервування і контролю працездатності системи і її елементів; 9) відсутність помилок, обумовлених похибками стабілізації гіроплатформи і неточністю виготовлення карданового підвісу.

Разом з тим безплатформні системи мають ряд недоліків, до яких можна віднести: 1) високі вимоги, що пред'являються до чутливих елементів в частині точності і великого діапазону зміни вимірюваних параметрів; 2) при безпосередньому кріпленні ЧЕ на борту об'єкта вони піддаються сильнішим впливи (качка, вібрація), ніж при установці їх на ГСП; 3) значно більший обсяг обчислень, викликаний необхідністю аналітичного моделювання опорної системи координат і перетворення сигналів акселерометрів і гіроскопів; 4) необхідність розробки досконаліших методів початкової орієнтації (виставки) і калібрування системи; 5) складність списування вихідних сигналів при великому діапазоні їх

зміни; 6) додаткові труднощі калібрування чутливих елементів в зв'язку зі зміною орієнтації їх осей чутливості по відношенню до напрямку вектора сили тяжіння.

Однак слід вважати, що поява і вдосконалення нових типів гіроскопічних ЧЕ, перш за все лазерних гіроскопів, динамічно настоюваних гіроскопів, гіроскопів з неконтактним підвісом ротора, наявність в морському приладобудуванні акселерометрів, що володіють високою точністю і широким динамічним діапазоном, бурхливий розвиток засобів обчислювальної техніки - створюють великі перспективи для розробки безплатформних систем навігації і орієнтації, призначених для використання на морських об'єктах [3] .

1.2 Класифікація безплатформних систем

Основне рівняння інерційного методу навігації записується у вигляді

$$\frac{d^2 \vec{R}}{dt^2} = \vec{a} + \vec{g}_0(\vec{R}), \quad (1.1)$$

де \vec{R} — радіус вектор, що характеризує положення центра мас об'єкта в заданій системі координат; \vec{a} — вектор уявного прискорення; $\vec{g}_0(\vec{R})$ — гравітаційне прискорення.

Доданок $\frac{d^2 \vec{R}}{dt^2} = \vec{W}$ являє собою абсолютне прискорення об'єкта. Уявне прискорення \vec{a} може бути виміряно за допомогою трьох акселерометрів. Інтегрування рівняння (1.1) при обліку гравітаційного прискорення $\vec{g}_0(\vec{R})$ дозволяє визначити координати місця розташування об'єкта в інерціальній системі координат, до якої і відноситься основне рівняння інерційної навігації (1.1).

Для вирішення завдань навігації і орієнтації використовуються різні неінерційні системи координат, осі яких є рухомими (обертовими), і для них основне рівняння інерційного методу має дещо інший вигляд.

$$\vec{W} = \frac{d^2 \vec{R}}{dt^2} = \frac{d\vec{v}}{dt} = \frac{d\vec{v}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{v} \quad (1.2)$$

де \vec{v} — вектор абсолютної швидкості; $\vec{\omega}$ — вектор кутової швидкості обертання навігаційної системи координат по відношенню до інерціальної; $\frac{d\vec{v}}{dt}$ — похідна вектора в навігаційній системі координат (локальна похідна).

Беручи до уваги (1.2), основне рівняння інерційного методу можна записати в рухомій системі координат наступним чином:

$$\frac{d\vec{v}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{v} = \vec{a} + \vec{g}_0(\vec{R}) \quad (1.3)$$

Для знаходження рішення цього рівняння, на відміну від рівняння (1.1), необхідно ще додатково вимірювати кутову швидкість, що здійснюється за допомогою інерційних вимірювальних пристроїв, в основному гіроскопічних. Застосування в інерційних системах гіроскопічних пристроїв дозволяє, крім завдання навігації, вирішувати і іншу задачу цих систем - завдання орієнтації. Тобто визначати кутові параметри, що характеризують стан пов'язаної з об'єктом координатної системи по відношенню до прийнятої системи відліку, наприклад до географічної системи координат. Обидва зазначені завдання вирішуються і в безплатформних системах, тобто в БІНС вирішуються завдання орієнтації і завдання визначення координат місця розташування об'єкта (завдання навігації). У БІСО повинна вирішуватися завдання орієнтації об'єкта, а також завдання визначення кінематичних параметрів коливального руху об'єкта. Отже, основними вимірювальними пристроями БІНС і БІСО є акселерометри і гіроскопи.

Класифікація безплатформних систем може бути здійснена за різними ознаками. Найбільш характерним є розподіл безплатформних систем в залежності від вимірюваних величин і використовуваних чутливих елементів. За цією ознакою можна виділити три варіанти безплатформних систем, в яких

вимірюються: лінійні прискорення і кути орієнтації об'єкта; лінійні прискорення і кутові швидкості об'єкта; лінійні прискорення об'єкта.

У першому варіанті кутове положення нерухомої (інерційної) системи координат моделюється за допомогою двох триступеневої гіроскопів або трьох одноосьових стабілізаторів. Кутове положення об'єкта відносно цієї системи координат зчитується безпосередньо за допомогою датчиків кутів некерованих гіроскопів або одноосьових стабілізаторів. Три жорстко встановлені на об'єкті акселерометра вимірюють складові уявного прискорення об'єкта, які потім перетворюються до відлікової системі координат, наприклад до географічної. Перевагою такої системи в порівнянні, наприклад, з третім варіантом, є економія обчислювальних ресурсів. Істотний її недолік - надзвичайно високі вимоги до точності використовуваних гіроскопів, корекцію яких вельми складно здійснити в процесі тривалого використання системи.

У другому варіанті застосовуються жорстко закріплені на об'єкті три датчика кутових швидкостей (ДКШ) і три акселерометра. За допомогою ДКШ визначаються складові абсолютної кутовий швидкості об'єкта в пов'язаних з об'єктом осях. Зазначена інформація використовується для інтегрування кінематичних рівнянь, наприклад (1.18), в результаті чого визначаються кути орієнтації об'єкта, які служать також для перетворень показань акселерометрів з пов'язаної з об'єктом системи координат в базову систему. У ряді робіт обґрунтовується, що найбільш перспективним є розглянутий варіант, тобто безплатформна система, в якій вимірюються лінійні прискорення і кутові швидкості. При використанні в якості ДКШ лазерних гіроскопів безплатформні системи мають ряд переваг: малий час готовності; імпульсний характер показань, які легко перетворюються в цифровий вихід; нечутливість до лінійних прискорень об'єкта; великий діапазон вимірюваних кутових швидкостей; лінійність і стабільність масштабного коефіцієнта в широкому діапазоні частот; висока надійність. Практично реалізовані безплатформні системи навігації і орієнтації

рухомих об'єктів побудовані за другим варіантом з використанням в якості ДКШ лазерних гіроскопів (ЛГ).

У ряді робіт зазначено, що в принципі можлива побудова безплатформних систем, що базуються на використанні лише акселерометричних датчиків.

Однак аналіз цього варіанту показує, що система, побудована на вимірюванні одних лінійних прискорень, висуває дуже високі вимоги до акселерометра і до обсягу обчислень. Тому система на основі датчиків лінійних прискорень поки представляє, в основному, теоретичний інтерес.

1.3 Принципова схема одновісної безплатформної системи

Розглянемо найпростішу принципову схему одновісної безплатформної системи, по побудованій другим варіантом (див. Класифікація безплатформних систем), в якій використовується акселерометр і вимірювач кутової швидкості (дана одноосьова схема справедлива для малих кутів нахилу об'єкта, практично для вирішення плоскої задачі побудови вертикалі при довільних кутах нахилу необхідно мати два ортогонально розташованих акселерометра).

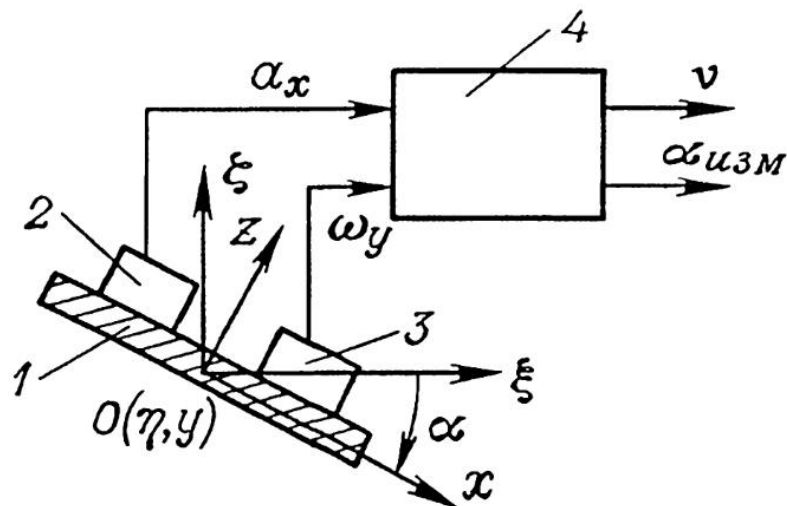


Рис.1.1. Принципова схема одновісної безплатформної системи [3]

Припустимо, що на майданчику 1 (рис.1.1), жорстко пов'язаної з об'єктом, встановлені акселерометр 2 і вимірювач кутової швидкості 3. З майданчиком пов'язана система координат O_{xyz} . В якості базової використовується система координат $O_{\xi\eta\zeta}$, у якій осі O_ξ та O_η розташовані в площині горизонту, а вісь O_ζ , - по вертикалі місця; вісь O_ξ спрямована по поздовжній осі об'єкта, що рухається з постійним курсом зі швидкістю \vec{v} по необертовій Поверхні Землі, яка розглядається як сфера радіуса \bar{R} . Платформа 1 нахилена відносно площини горизонту на кут $\bar{\alpha}$. Завдання безплатформної системи орієнтації полягає у визначенні кута нахилу платформи у вигляді кута $\alpha_{вим}$ і лінійної швидкості об'єкта \vec{v} . Як відомо, акселерометр вимірює позірне прискорення \vec{a} , проекція a_x якого на вісь чутливості O_x при малому куті α визначається виразом

$$a_x \cong \dot{v} - g_0 \alpha, \quad (1.4)$$

де g_0 - прискорення сили земного тяжіння.

Вимірювач кутової швидкості визначає абсолютну кутову швидкість об'єкта зі ω_y , яка в даному випадку дорівнює

$$\omega_y = \frac{v}{R} + \dot{\alpha}. \quad (1.5)$$

Сигнали a_x ω_y надходять в обчислювальний пристрій 4.

Вирішуючи спільно рівняння (2.4) і (2.5), отримуємо вирази для параметра орієнтації $\alpha_{вим}$ і лінійної швидкості об'єкта \vec{v} в зображеннях по Лапласу:

$$\begin{cases} \alpha_{вим}(s) = \frac{s\omega_y(s) - \frac{1}{R}a_x(s)}{s^2 + \frac{g_0}{R}}; \\ v(s) = \frac{s}{s^2 + \frac{g_0}{R}} \left[a_x(s) + \frac{1}{s}g_0\omega_y(s) \right]. \end{cases} \quad (1.6)$$

Звідси видно, що динамічні властивості безплатформної системи орієнтації аналогічно системі з ДСП характеризуються функцією передачі коливального ланки без демпфірування. При цьому частота власних коливань є частотою Шулера

$$\nu = \sqrt{\frac{g_0}{R}} = 1.24 \cdot 10^{-3} \text{ c}^{-1}. \quad (1.7)$$

Зауважимо, що в даній системі акселерометр і вимірювач кутової швидкості є рівноцінними датчиками вихідної інформації, яка містить необхідні відомості про поступальний і обертальний рух об'єкта. Кут $a_{\text{вим}}$ характеризує стан вертикалі місця O_ζ щодо нормалі до площадки O_z . Отже, побудова вертикалі в БІСО здійснюється в обчислювальному пристрої, тобто аналітично.

Період коливань одержуваної при цьому інерційної вертикалі буде

$$T_{i.e.} = \frac{2\pi}{\nu} = 2\pi \sqrt{\frac{R}{g_0}} = 5064 \text{ c} = 84.4 \text{ хв}. \quad (1.8)$$

Розглянемо більш докладно одноканальну схему, а саме її північний канал, в якому вирішується плоска задача побудови аналітичної вертикалі, визначення кута орієнтації об'єкта ψ і збільшення широти місця $\Delta\varphi$ при русі об'єкта в площині меридіана по сферичній поверхні Землі; Земля обертається для простоти не враховується.

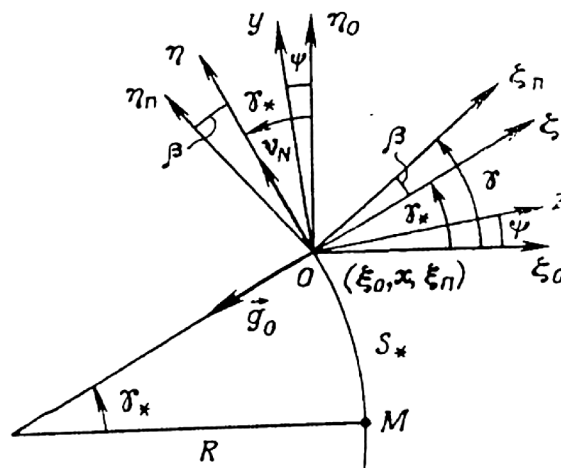


Рис.1.2. До побудови аналітичної вертикалі [3]

На рис. 1.2. показано взаємне розташування використовуваних координатних систем: - інерціальна система координат; Про $O_{\xi_0\eta_0\zeta_0}$, - географічна система координат ($O_{\xi\eta\zeta}$, - геоцентрична вертикаль, по радіусу спрямована Землі); O_{xyz} - пов'язана з об'єктом система координат; $O_{\xi_{II}\eta_{II}\zeta_{II}}$ - приладова система координат, у якій вісь $O_{\zeta_{II}}$ є аналітичної вертикаллю. Про положення $O_{\xi\eta\zeta}$ щодо $O_{\xi_0\eta_0\zeta_0}$ визначається кутом $\gamma^* = \Delta\varphi$. Положення осей $O_{\xi_{II}\eta_{II}\zeta_{II}}$ щодо $O_{\xi_0\eta_0\zeta_0}$ характеризується кутом

$$\gamma = \gamma^* + \beta, \quad (1.9)$$

де кут β визначає поворот приладових осей $O_{\xi_{II}\eta_{II}\zeta_{II}}$ щодо географічних $O_{\xi_0\eta_0\zeta_0}$. Позначимо через ψ кут повороту об'єкта щодо інерційних осей. Зауважимо, що так як положення географічної системи щодо інерціальній передбачається відомим, то, знаючи кут ψ , можна визначити орієнтацію об'єкта відносно географічної системи координат.

Припустимо, що в початковий момент $t=0$ система координат O_{xyz} була поєднана з системою координат $O_{\xi_0\eta_0\zeta_0}$ а далі при русі об'єкта вимірюється кут ψ (або кутова швидкість $\dot{\psi}$)

На об'єкті жорстко встановлені акселерометри A_y і A_z , осі чутливості яких спрямовані уздовж осей O_y і O_z відповідно. Припустимо, що об'єкт рухається уздовж осі O_{η} з прискоренням \dot{v}_N ; акселерометри вимірюють складові a_y і a_z уявного прискорення об'єкта \vec{a} , які з урахуванням кутів, позначених на рис. 2.2, можна записати у вигляді

$$\begin{cases} a_y = \dot{v}_N \cos(\gamma^* - \psi) + g_0 \sin(\gamma^* - \psi); \\ a_z = -\dot{v}_N \sin(\gamma^* - \psi) + g_0 \cos(\gamma^* - \psi). \end{cases} \quad (1.10)$$

Прискорення a_y і a_z проєктуються на осі $O_{\eta_{II}}$ і $O_{\zeta_{II}}$ аналітичного будівника вертикалі, і за допомогою обчислювального пристрою визначається кут біля повороту аналітичної вертикалі щодо інерціальної системи координат.

Складові прискорення a_y , a_z перепроєктуємо на осі аналітичної вертикалі; отримаємо

$$\begin{cases} a_{\eta_n} = a_y \cos(\gamma - \psi) - a_z \sin(\gamma - \psi); \\ a_{\xi_n} = a_z \sin(\gamma - \psi) + a_y \cos(\gamma - \psi). \end{cases} \quad (1.11)$$

Шляхом подвійного інтегрування прискорення a_{η_n} знаходимо кут γ повороту аналітичної вертикалі відносно її початкового положення, коли об'єкт знаходився в точці М(рис.2.2)

$$\gamma = \frac{1}{R} \int_0^t (v_{N_0} + \int_0^t a_{\eta_n} d\tau) d\tau, \quad (1.12)$$

де v_{N_0} - початкове значення північній складової швидкості об'єкта.

Отриманий таким способом кут γ і визначається кут ψ використовуються в співвідношенні (1.11) для знаходження прискорення a_{η_n} . Отже, аналітичне визначення в обчислювальному пристрої кута γ , що характеризує стан вертикалі, здійснюється на підставі рівнянь (1.11) і (1.12) за допомогою відомого способу «зведення балансу», що безпосередньо видно з блок-схем на рис 1.3

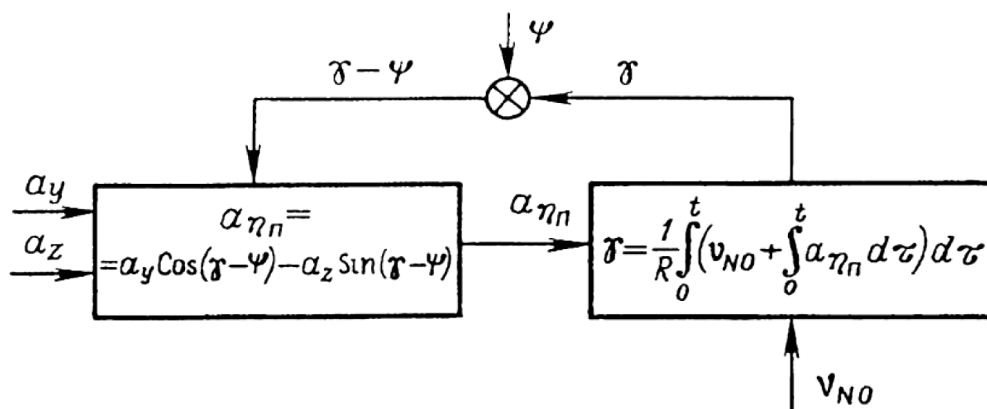


Рис.1.3.Блок-схема аналітичного будівника вертикалі [3]

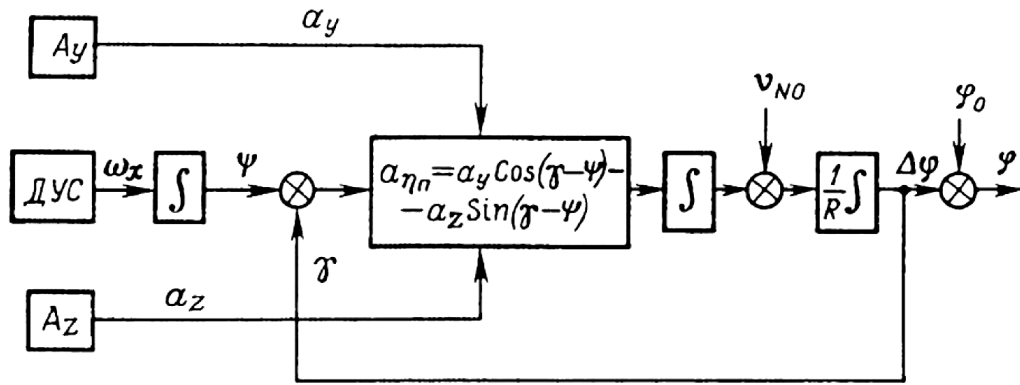


Рис.1.4. Принципова схема північного каналу БИНС [3]

На рис. 1.4 приведена блок-схема північного каналу БИНС, в якій реалізуються залежності (1.10) - (1.12); тут кут орієнтації γ визначається шляхом інтегрування сигналу ДКШ, що вимірює кутову швидкість ω_x .

Легко показати, що аналітичний будівник вертикалі є коливальною системою з періодом 84,4 хв, тобто моделює маятник Шулера. З цією метою для простоти приймемо в (1.12) $v_{N_0} = 0$, а $\frac{1}{R}$ замінимо деяким коефіцієнтом κ ; тоді

$$\gamma = \kappa \int_0^t \int_0^t a_{\eta n} d\tau^2. \quad (1.13)$$

Підставами в (1.13) замість $a_{\eta n}$ його вираз (1.11) і приймемо $\psi = 0$; враховуючи (1.9) і (1.10), отримаємо при малому β співвідношення

$$\gamma_* + \beta = \kappa \int_0^t \int_0^t (\dot{v}_N - g_0 \beta) d\tau^2. \quad (1.13)$$

Але відповідно рис. 1.2 $\gamma_* = \frac{S_*}{R}$, а $\ddot{S}_* = \dot{v}_N$; з урахуванням заданих залежностей формула (2.14) після дворазового диференціювання набуває вигляду

$$\ddot{\beta} + \kappa g_0 \beta = \dot{v}_N \left(\kappa - \frac{1}{R} \right) \quad (1.15)$$

Щоб вертикаль була незбурювана горизонтальним прискоренням \dot{v}_N , слід виконати умову незбурення

$$\kappa = \frac{1}{R}. \quad (1.16)$$

Тоді рівняння (1.15) з урахуванням (1.7) набуде вигляду

$$\ddot{\beta} + v^2 \beta = 0 \quad (1.17)$$

Тобто аналітична вертикаль здійснює незгасаючі коливання з періодом Шулера.

З усього сказаного вище наочно видно зв'язок БІНС з інерційною системою аналітичного типу. Зауважимо, що схеми, наведені на рис. 1.3 і 1.4, містять зворотні зв'язки [3].

1.4 Параметри орієнтації і кінематичні рівняння

Як параметри орієнтації пов'язаної жорстко зв'язаної з кораблем координатної системи $Oxyz$ щодо географічної системи координат $O\xi_I\eta_I\zeta_I$, що є базовою, приймемо курс корабля K , кут кільової качки ψ і кут бортовий качки θ_κ . Для визначення кутів орієнтації об'єкта в безплатформних інерційних системах зазвичай використовуються різного роду кінематичні рівняння. У загальному випадку кінематичні рівняння пов'язують проекції $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ вектора $\vec{\omega}$ кутової швидкості обертання твердого тіла з похідними за часом від кінематичних параметрів, в якості яких можуть бути прийняті кути Ейлера, Ейлера-Крилова, напрямні косинуси, параметри Родріга -Гамільтона, параметри Кейлі-Клейна. Тут коротко аналізуються два широко застосовуваних у безплатформних системах способи розв'язання задачі орієнтації, коли в якості кінематичних параметрів використовуються кути Ейлера в тому вигляді, як їх запропонували Бравін і Изенбек, і напрямні косинуси.[3]

1.5 Використання рівнянь Ейлера

Скористаємося кінематичними рівняннями Ейлера, які для випадку качки корабля характеризуються співвідношеннями (1.17), що встановлюють зв'язок між

проекціями $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ кутової швидкості $\vec{\omega}$ коливань корабля ($Oxyz$ осей) щодо прийнятої системи відліку ($O\xi_\Gamma\eta_\Gamma\zeta_\Gamma$ осей) і параметрами K, ψ, θ_k .

Вирішуючи рівняння (1.17) щодо $\dot{K}, \dot{\psi}, \dot{\theta}_k$, знаходимо залежності (1.18). У цих рівняннях вхідною інформацією є кутові швидкості $\omega_x, \omega_y, \omega_z$, які можуть бути визначені за допомогою механічних гіротахometrів або лазерних гіроскопів, жорстко пов'язаних з корпусом корабля, при орієнтації їх вимірювальних осей уздовж осей корабельної системи координат $Oxyz$. Рівняння (1.18) інтегруються в бортовий ЦОМ; в результаті отримуємо

$$K(t) = \int_0^t \frac{1}{\cos \psi} (\omega_y \sin \theta_k + \omega_z \cos \theta_k) d\tau + K(0); \quad (1.18)$$

$$\psi(t) = \int_0^t (\omega_y \cos \theta_k + \omega_z \sin \theta_k) d\tau + \psi(0); \quad (1.19)$$

$$\theta_k(t) = \int_0^t \frac{1}{\cos \psi} [\omega_x + (\omega_y \sin \theta_k + \omega_z \cos \theta_k) \operatorname{tg} \psi] d\tau + \theta_k(0). \quad (1.20)$$

Початкові значення $K(0), \psi(0), \theta_k(0)$ цих кутів вводяться в процесі початкової виставки системи орієнтації [34].

При інтегруванні рівнянь (1.18) слід враховувати ряд факторів. Один з них полягає в тому, що при використанні в БІСО різних типів ДКШ, наприклад механічних гіротахometrів з імпульсною зворотним зв'язком і цифровим виходом, лазерних ДКШ і ін., виходить інформація не про векторі $\vec{\omega}$, а про так званий вектор удаваного повороту $\vec{\mathcal{G}}$ [6], який визначається наступним чином

$$\vec{\mathcal{G}} = \vec{x}^0 \int_0^t \omega_x d\tau + \vec{y}^0 \int_0^t \omega_y d\tau + \vec{z}^0 \int_0^t \omega_z d\tau. \quad (1.21)$$

Сигнали, пропорційні величинам

$$\mathcal{G}_x = \vec{x}^0 \int_0^t \omega_x d\tau; \mathcal{G}_y = \vec{y}^0 \int_0^t \omega_y d\tau; \mathcal{G}_z = \vec{z}^0 \int_0^t \omega_z d\tau, \quad (1.22)$$

одержувані від відповідних вимірювачів, використовуються потім в обчислювальному пристрої з метою відновлення по ним величин $\omega_i (i = x, y, z)$ і тим самим визначення вектора $\vec{\omega}$.

Інша обставина полягає в тому, що ДКШ будь-якого типу визначає не відносну кутову швидкість $\omega_i (i = x, y, z)$, необхідну для вирішення завдання орієнтації див. [(1.18) - (1.20)], а абсолютну кутову швидкість $\omega_{ai} (i = x, y, z)$ об'єкта по відношенню до інерційного простору. Тому для виділення з вимірюваної величини ω_{ai} відносної кутової швидкості ω_i , - необхідно враховувати переносну кутову швидкість $u_i (i = x, y, z)$ системи відліку географічної системи координат $O\xi_r\eta_r\zeta_r$ - по відношенню до інерціального простору. У векторній формі цю процедуру можна записати у вигляді

$$\vec{\omega} = \vec{\omega}_a - \vec{u}. \quad (1.23)$$

Вектор z про вимірюється за допомогою трьох ДКШ, а вектор y обчислюється за відомими формулами теоретичної механіки, для чого необхідно знати параметри руху об'єкта (швидкість, курс) і широту. Детально це питання розглядається в розділі 3, де наводяться необхідні аналітичні залежності.

Що стосується інтегрування кінематичних рівнянь (1.18) з метою знаходження їх рішень (1.18) - (1.20), то в деяких окремих випадках інтегрування системи рівнянь (1.18) може бути здійснено, однак нелінійність і відсутність симетрії ускладнює їх рішення. Тому рівняння (1.18) в безплатформній системах зазвичай вирішуються чисельними методами. Крім того, слід мати на увазі, що використання кутів K, ψ, θ_k може привести до втрати інформації при певній орієнтації об'єкта ($\psi = \pm \frac{\pi}{2}$), що аналогічно ефекту складання рамок карданового підвісу ГСП. Це обмежує використання даного способу вирішення завдання орієнтації літальних апаратів маневреного типу. Для морських об'єктів ця обставина не має істотного значення, так як кути кильової качки корабля у вищих зазвичай декількох градусів. Тому в рівняннях (1.18) в деяких випадках

допустимо приймати $\cos\psi \cong 1$, що спрощує рішення. Крім того, слід зазначити, що рівняння (1.18) безпосередньо характеризують кутові швидкості $\dot{K}, \dot{\psi}, \dot{\theta}_\kappa$ зміни курсу і кутів качки (див п 1.3.), які в даному способі легко визначаються без використання небажаної операції диференціювання за часом параметрів орієнтації K, ψ, θ_κ , до чого доводиться вдаватися в СГС платформеного типу.[3]

Розділ 2. Системи стабілізації. Математична модель

2.1 Загальні відомості систем стабілізації

Гіростабілізатором (ГС) називається пристрій, в якому гіроскоп здійснює стеження за зовнішнім моментом і за допомогою двигуна компенсує його, утримуючи стабілізуючу масу в незмінному положенні. Гіростабілізатори застосовуються в якості чутливого елемента приладу або для безпосередньої стабілізації вимірювальних пристроїв на рухомому об'єкті. Системи гіроскопічної стабілізації різних видів застосовуються в навігаційних пристроях і системах управління кораблів і літальних апаратів, а також в системах орієнтації антен, телескопів та інших приладів, встановлених на рухомих об'єктах.

У залежності від застосовуваного чутливого елемента ГС поділяються на:

- силові з двічі інтегруючим гіроскопом,
- індикаторно-силові з поплавковим інтегруючим гіроскопом або з диференціюючим гіроскопом (гіротахометром),
- індикаторні з астатичним гіроскопом.

Залежно від числа осей, щодо яких здійснюється стабілізація, розрізняють:

- одновісний ГС, в якому моделюється напрямок,
- двовісний ГС, в якому моделюється площину або нормаль до цієї площини,
- тривісний ГС, в якому моделюється координатний тригранник.

По числу гіроскопів, працюючих по кожній осі стабілізації, ГС можуть бути:

- одногіроскопні,
- двухгіроскопні, в яких гіроскопи пов'язані антипаралелограмом, обмежуючим поворот гіроскопів на рівні кути і в протилежні сторони.

У загальному випадку гіростабілізатор ізолює стабілізуючий пристрій від руху основи, що відбувається відносно осі, паралельної осі стабілізації. У трьохвісному ГС маємо стабілізовану платформу, повністю розв'язану від руху основи. Основна вимога до гіростабілізатором, - точність збереження заданого положення платформи щодо опорного тригранника при дії на неї різних динамічних збурень з боку об'єкта, на якому вона встановлена. Точнісні характеристики ГС - головні чинники, що визначають ефективність виконання завдання, поставленого перед системою орієнтації або навігації.[9]

2.2 Порівняльний аналіз різних типів гіростабілізаторів

Залежно від типу застосовуваного чутливого елемента динамічні властивості гіростабілізатора будуть різними. Це впливає з відмінностей у передатних функціях та еквівалентних схемах стабілізаторів.

Розглянемо силовий гіростабілізатором на двоступеневих гіроскопах з підвісом осі прецесії на шарикопідшипниках. У цьому випадку момент рідинного тертя в осі можна вважати відсутнім ($n = 0$). Тоді передатні функції приймають вигляд:

$$W_H(s) = \frac{H}{J_\Pi s^2}; W_G(s) = \frac{H^2}{J_\Pi s}. \quad (2.1)$$

З (2.1) видно, що кут прецесії визначається подвійним інтегралом від кутової швидкості повороту платформи з коефіцієнтом посилення $\frac{H}{J_\Pi}$, який, як правило, має досить велику величину. Тому такий гіростабілізатором можна розглядати як стабілізатор на двічі інтегруючому гіроскопі. Гіроскопічний момент, діючий по осі стабілізації, пропорційний куту

повороту платформи з коефіцієнтом кутовий жорсткості $\frac{H^2}{J_\Pi}$.

Гіростабілізатором, побудований на ППГ, з урахуванням моменту рідинного тертя в осі підвісу поплавця має передатні функції виду:

$$W_H(s) = \frac{\eta}{s(1 + T_r s)}; W_r(s) = \frac{H \cdot \eta}{1 + T_r s}, \quad (2.2)$$

Де $\eta = \frac{H}{n}$ – передатний коефіцієнт ППГа, $T_r = \frac{J_H}{n}$ – постійна часу.

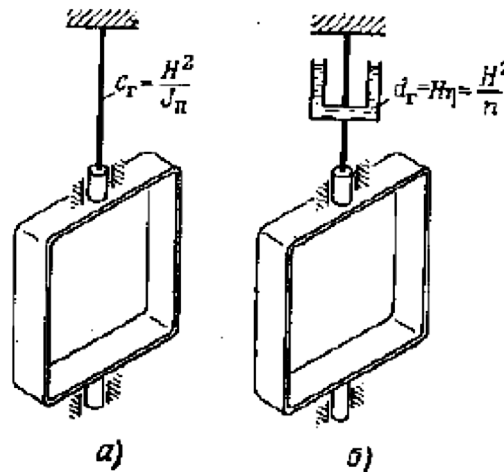


Рис. 2.1. Еквівалентна схема стабілізатора: а - з двічі

інтегруючим гіроскопом, б - з поплавковим інтегруючим гіроскопом

Оскільки постійна часу ППГа має досить малу величину, можна вважати, що в цій схемі стабілізатора кут прецесії ρ пропорційний інтегралу від кутової швидкості ω_{x1} , тобто куту повороту щодо осі стабілізації з коефіцієнтом посилення $\frac{H}{n}$.

Гіроскопічний момент на низьких частотах пропорційний кутовий швидкості відносно осі стабілізації. При цьому створюється еквівалентна зв'язок між платформою і підставою у вигляді в'язкого тертя з питомою моментом d_M (див. Рис. 1.1.б).

У індикаторному гіростабілізаторі на астатичному гіроскопі, показаному на рис. 1.2, ланцюг зворотного зв'язку по гіроскопічному моменту відсутня, оскільки гіроскоп розв'язаний щодо рухів навколо осі стабілізації за рахунок свого карданного підвісу. Гіроскоп вимірює кут повороту платформи навколо осі стабілізації. Ланцюг стабілізації відпрацьовує цей кут, зберігаючи незмінним положення платформи щодо інерціального простору. Індикаторний стабілізатор

стає аналогічним системі стеження за кутом. Передатні функції, з урахуванням сказаного вище, записуються у вигляді:

$$W_H(s) = \frac{1}{s}; W_F(s) = 0. \quad (2.3)$$

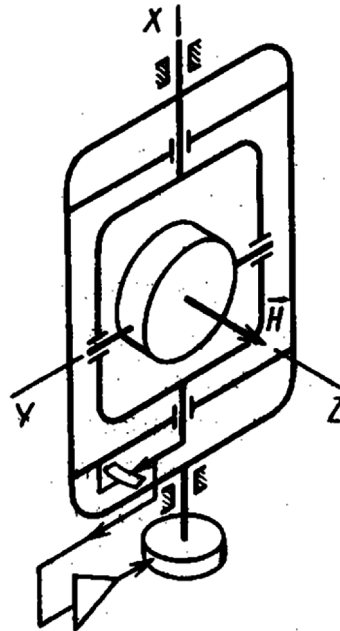


Рис. 2.2. Принципова схема індикаторного гіростабілізатора на астатичному гіроскопі

Одним з важливих властивостей гіростабілізатора є його здатність нести корисне навантаження у вигляді деякої маси, яка визначає момент інерції платформи J_α . При використанні силовий стабілізації збільшення моменту інерції платформи є несприятливим чинником, оскільки веде до зниження власної частоти і, як наслідок, до зменшення крутизни в каналі

розвантаження, звуження робочої смуги частот, зниження якості стабілізації. При індикаторної стабілізації збільшення J_α дозволяє в стільки ж разів підвищити коефіцієнт посилення розімкнутої системи при незмінних запасах стійкості, що підвищує якість стабілізації. Таким чином, при великому інерційному моменті платформи індикаторна стабілізація виявляється переважно силовий. $\alpha J_\alpha J$

З іншого боку, силовий гіростабілізатором в порівнянні з індикаторним пред'являє менш жорсткі вимоги до динаміки каналу розвантаження. При силовий

стабілізації амплітуда вимушених кутових коливань платформи на низьких частотах, як правило, менше, ніж при індикаторної. Однак, через велику хитаність при силовій стабілізації небезпечні обурення на частотах близьких до власної частоти.[9]

2.2 Технічні характеристики стабілізаторів різних виробників

В роботі розглянуто дві компанії, які являються лідерами на ринку розробки та виготовлення стабілізуючих систем для фото, або відео апаратури, які встановлюють на високодинамічні літальні апарати (квадрокоптери, безпілотні літаки, керовані моделі літальних апаратів).

Компанія DJI спеціалізується на стабілізуючих системах різних типів, від стабілізаторів для камери GoPro, до систем які встановлюються на вертольотах для цивільної, або військової кіно-фото зйомки.

Компанія Tarot займається малогабаритними літальними апаратами та комплектуючими для них.

Розглянувши деякі типові рішення цих виробників по стабілізації малогабаритних камер для літальних апаратів, чітко простежуються обмеження кутів стабілізації по тангажу та крену, як правило вони лежать в діапазоні від $45-135^\circ$ та $\pm 45^\circ$ відповідно.

У системах призначених для стабілізації достатньо важких об'єктів (3-5 кг) ці обмеження вже не простежуються. Це пов'язано з різним принципом побудови карданового підвісу для різних типів стабілізуючих об'єктів.

2.2.1. Технічні характеристики стабілізаторів виробника DJI

Компанія DJI займається розробкою та виготовленням квадрокоптерів, мікроконтролерів та відеоапаратури.[5] Вона являється одним із лідерів по розробці та виготовленні малогабаритних гіростабілізаторів для відео та фото камер. Розглянемо основні технічні характеристики деяких їх продуктів [5].

Таблиця 2.1. Технічні характеристики виробника DJI

Характеристики		Ronin-M	Ronin 2	Zenmuse X7	ZENMUSE X4S
Діапазон робочих температур		-15°...+50° C	-20...+50°C	-20...40°C	-10°...+40°C
Маса з рукояткою		2,3 кг	6,4 кг	449 г	253 г.
Розміри стабілізатора (Ш x Г x В)		500 x 210 x 420 мм	5 кг	151 × 108 × 132 мм	125 × 100 × 80 мм.
Вантажопідйомність (опорне значення)		3,6 кг	13,6 кг	-	-
Максимальні кутові вібрації		± 0.02 °	± 0.02 °	± 0.005 °	± 0.01 °
Макс. керована кутова швидкість	Курс	90 ° / с	360 ° / с	360 ° / с	90 ° / с
	Тангаж	100 ° / с	360 ° / с	180 ° / с	90 ° / с
	Крен	30 ° / с	360 ° / с	180 ° / с	90 ° / с
Механічний діапазон кутів обертання	Курс	360 °	360°	± 330 °	± 330°
	Тангаж	+105°...-190°	± 135 °	+ 50° ... -130 °	+ 50°...-140°
	Крен	± 110 °	± 220 °	+ 90° ... + 50°	+ 90° до -50°
Робочий діапазон кутів обертання	Курс	360 °	360 °	± 300 °	± 320°
	Тангаж	+105°...-190°	± 135 °	+ 45° ... -125 °	+ 30° до -90°
	Крен	± 25°	± 30 °	± 20 °	+ 30° до -90°



Рис. 2.3. Стабілізатор Ronin-M



Рис. 2.4. Стабілізатор Ronin 2



Рис. 2.5. Стабілізатор Zenmuse X7



Рис. 2.6. Стабілізатор ZENMUSE X4S

2.2.2. Технічні характеристики стабілізаторів виробника Tarot

Компанія TAROT займається виготовленням комплектуючих для квадрокоптерів, та безпілотних літальних апаратів.[6] Вона являється одним із лідерів по розробці та виготовленні малогабаритних гіростабілізаторів для відео та фото камер. Розглянемо основні технічні характеристики деяких їх продуктів.

Таблиця 2.2. Технічні характеристики виробника Tarot

Характеристики		Tarot GOPRO 3DIII Metal gimbal TL3T01	Tarot Gopro T-3D IV metal gimbal HERO 4 SESSION TL3T02	Tarot FLIR Metal 3 Axis gimbal TL02FLIR
Діапазон робочих температур		-20...+50°C	-20...+50°C	
Маса з рукояткою		160 г	153 г	162 г
Максимальний розмір об'єкта стабілізації (Ш х Г х В)		60 мм * 75 мм * 100 мм	80 мм * 90 мм * 120 мм	36 мм × 25 мм × 11 мм
Точність керуванням		± 0,02 градуси	± 0,02 градуси	± 0,02 градуси
Макс. керована швидкість	Курс	± 200 ° / с	± 200 ° / с	
	Тангаж	± 200 ° / с	± 200 ° / с	
	Крен	± 200 ° / с	± 200 ° / с	
Механічний діапазон кутів обертання	Курс	± 330	± 120°	± 125 °
	Тангаж	від -135 ° до + 45 °	від -120 ° до + 80 °	від -120 ° до + 80 °
	Крен	± 48 °	± 50 °	± 50 °



Рис. 2.7. Стабілізатор Tarot GOPRO
3DIII Metal gimbal TL3T01



Рис. 2.8. Стабілізатор Tarot Gopro T-
3D IV metal gimbal HERO 4
SESSION TL3T02



Рис. 2.9. Стабілізатор Tarot FLIR
Metal 3 Axis gimbal TL02FLIR

2.2.3. Технічні характеристики стабілізатора Hobbyking Brushless Actioncam Gimbal with 2208 motors and 3K carbon construction



Рис.2.10. Гіростабілізатор HobbyKing Brushless ActionCam Gimbal With 2208 Motors and 3K Carbon Construction

Рама ActionCam Gimbal виготовлена з вуглепластику, який приєднується до алюмінієвих опор простого, але міцного каркасу. Система ActionCam Gimbal є універсальною та передбачає два варіанти монтажу та широким діапазоном розмірів камер, які він може підтримувати. Вгорі система кріпиться до БПЛА через 4 вібраційно-ізолюючі кульки, для демпфування вібрацій.

Переваги:

- Структура вуглецю 3К;
- Два варіанти монтажу;
- Чотири кульових вібраційних ізолятори;
- Регульований нижній монтажний ремінець Velcro.

Характеристики:

- Вага: 195гр (з двигунами);
- Кріплення для контролера: 45x45мм;
- Розмір демпферу нижньої камери: 68x26мм;
- Розмір: 120x105x105мм (без кріплення крічком / штангою додати 30мм);

- Прикріплення: 60 мм крюк / стрижень або відстань 45×45 мм.

2.2.4. Технічні характеристики гіростабілізатора Turnigy™ Mobius 2 Axis Gimbal with AX2206 motors w/o controller



Рис.2.11. Гіростабілізатор Turnigy™ Mobius 2 Axis Gimbal with AX2206 Motors W/O Controller

Особливістю Turnigy Mobius є використання двигуна Brushless AX 2206 BLGM, що ідеально підходить для малогабаритних систем.

Переваги:

- Мала маса;
- Стабілізуючі двигуни AX2206;
- Регульоване розташування осі;
- BCI CNC алюмінієві та композитні рами.

Характеристики:

- Розмір: НхWхL 76x67x100mm ;
- Вага: 160г (включаючи двигуни).

Технічні характеристики двигуна Turnigy™ AX2206:

- Полярність: 12N14P;
- КВ (об / хв.): 140;
- Опір: 11.25мОм;
- Вага: 32.3г;
- Дріт: 0,17мм;
- Крутний момент: 230г;
- Нижні отвори центрування: 16 мм і 19 мм;
- Найпопулярніші отвори центрування: 12мм.

2.3 Електропривод каналу розвантаження гіростабілізатора

Електропривод, найбільш часто вживаний в сучасних стабілізаторах, робить істотний вплив на якість роботи ГС. Він включає в себе 1 - підсилювач потужності, 2 - електродвигун і 3 - редуктор (див. Рис. 1.3). На малюнку також позначені: 4 - вісь стабілізації, ОУ - обмотка збудження і ОУ - обмотка управління двигуна. Керуючим впливом для електроприводу служить сигнал u_y , u_y^* на вході підсилювача потужності, вихідним - розвантажувальний момент $M_{ар}$ на осі стабілізації.

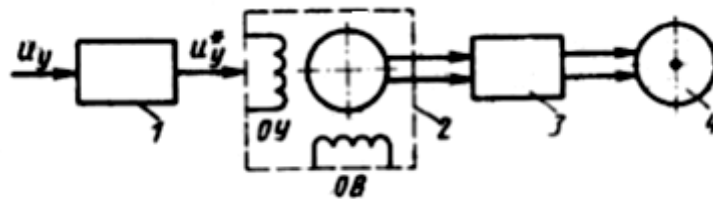


Рис. 2.12. Функціональна схема електроприводу [9]

Сучасні електронні підсилювачі потужності можна вважати безінерційним ланкою. У гіростабілізатором в якості двигуна широке застосування отримали двофазні асинхронні двигуни з порожнистим малоінерційним ротором. Навантажувальні характеристики - залежність розвивається двигуном моменту M_d від керуючої напруги u_y^* кутової швидкості ротора ω . Зразковий вид навантажувальної характеристики асинхронного двигуна показаний на рис. 2.4. В околиці номінальних значень $M_{д0}$ і ω_0 робота двигуна характеризується коефіцієнтом передачі по моменту $k_M = \frac{\partial M}{\partial u_y^*}$ і питомим демпфуючим моментом

$$d'_\omega = \frac{\partial M}{\partial \omega} \text{ при } \omega = \omega_0 ; M_d = M_{д0}.$$

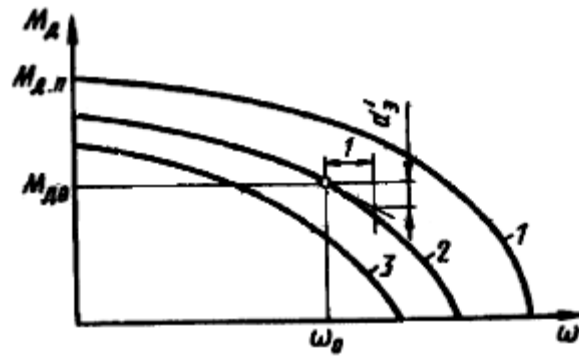


Рис.2.13. Навантажувальна характеристика асинхронного двигуна [9]

Практично для асинхронного двигуна його характеристики можуть бути обчислені за формулами:

$$k_M = \frac{M_{дп}}{u_{уном}}; d'_э = \frac{30(M_{дп} - M_{д0})}{\pi n_0}, \quad (2.4)$$

де $M_{дп}$ – пусковий момент двигуна, $u_{уном}$ – номінальна напруга управління, n_0 – номінальна швидкість ротора (об. / хв.). У загальному випадку при $T_M = 0$ передатна функція електроприводу має вигляд:

$$W_d(s) = \frac{M_{ap}(s)}{u_y(s)} = \frac{k_э}{1 + T_M s}, \quad (2.5)$$

T_M – електромеханічна стала двигуна, $k_э = i k_M k_{ym}; k_{ym}$ – коефіцієнт підсилення підсилювача потужності.

До недоліків електроприводу можна віднести наявність збурючого моменту від обкатки ротора через приведений момент інерції m і кінцеву жорсткість редуктора. Тому доцільно застосування безредукторного електроприводу ($m = 0$), в якому використовується моментний датчик без редуктора. При цьому споживана потужність і вагу приводу виходять значно більше, ніж для двигуна з редуктором. Однак моментні датчики знаходять застосування в прецизійних гіростабілізатором, оскільки дозволяють забезпечити високу якість стабілізації.[9]

2.4 Принципова схема одновісного гіростабілізатора

Один з можливих варіантів принципової схеми одновісного ГС представлений на рис. 2.1, на якому позначено: 1 - гіромотор, 2 - стабілізуюча рама, 3 - контактний пристрій, 4 - двигун ланцюга розвантаження, 5 - редуктор, 6 - вимірювальний пристрій, 7 - підсилювач, 8 - моментний двигун. Зовнішня вісь підвісу називається віссю стабілізації. Внутрішня вісь - вісь прецесії гіроскопа. Вимірювальною віссю чутливого елемента служить вісь, перпендикулярна осі прецесії і головній осі гіроскопа.

Припустимо, що відносно осі стабілізації діє постійний момент зовнішньої сили M . Під дією цього моменту гіроскоп починає прецесіювати з кутовою швидкістю $\dot{\rho}$. При цьому з'являється гіроскопічний момент $M_r = H \cdot \dot{\rho}$, який на початковому етапі врівноважує зовнішній момент $\overline{M_r} = -\overline{M}$, забезпечуючи тим самим стабілізацію рами. Після повороту гіроскопа на деякий кут ρ контактний пристрій подає напругу на двигун ланцюга розвантаження, який через редуктор прикладає момент відносно осі стабілізації. Тепер зовнішній момент урівноважується сумою гіроскопічного моменту і моменту двигуна $\overline{M_r} + \overline{M_{дв}} = -\overline{M}$. Коли кут відхилення гіроскопа досягне деякого значення ρ_0 , момент на осі стабілізації буде дорівнювати нулю і прецесія гіроскопа припиниться. Гіроскопічний момент прийме нульове значення. Контактний пристрій, двигун і редуктор спільно з гіроскопом утворюють ланцюг стабілізації.

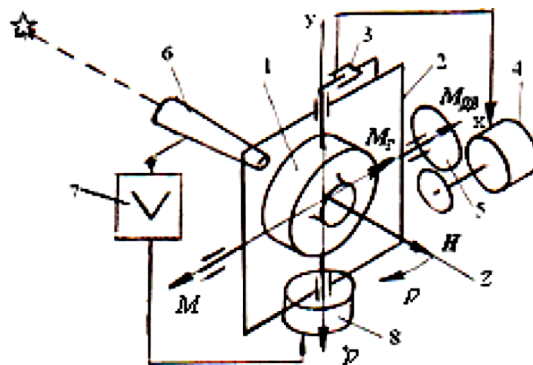


Рис. 2.14. Принципова схема одновісного гіростабілізатора [9]

Для того щоб виставити стабілізуючу раму у вихідне положення, а також компенсувати її уходи під дією шкідливих моментів або через переносний кутової швидкості, в ГС застосовується ланцюг корекції, що складається з вимірювального пристрою, підсилювача і моментного двигуна на осі прецесії гіроскопа. Якщо на моментний двигун подати напругу, то під дією моменту, прикладеного по осі прецесії, гіроскоп буде прецесіювати разом з рамою щодо зовнішньої осі до тих пір, поки вона не прийде у вихідне положення.

Таким чином, за рахунок особливостей формування ланцюгів управління ГС забезпечує незмінне положення стабілізуючої рами при тривалому впливі зовнішнього моменту по осі стабілізації. При цьому гіроскоп реагує на зміну величини і знака зовнішнього моменту, тобто виконує стеження за цим моментом. [9]

2.5 Диференціальні рівняння гіростабілізатора

Введемо такі системи координат: $Ox_0y_0z_0$, пов'язану з основою; $Ox_1y_1z_1$, пов'язану зі стабілізуючою рамою, $Ox_2y_2z_2$ - осі Резаля. Їх взаємне положення показано на рис. 2.6. При малих величинах кутових швидкостей заснування: $\omega_{x0}, \omega_{y0}, \omega_{z0}$ лінеаризовані кінематичні рівняння мають вигляд:

$$\begin{aligned} \omega_{x1} &= \omega_{x0} + \dot{\alpha}; \omega_{y1} = \omega_{y0}; \omega_{z1} = \omega_{z0}; \\ \omega_{x2} &= \omega_{x1} - \omega_{z1}; \omega_{y2} = \omega_{y1} + \dot{\rho}; \omega_{z2} = \omega_{z1} + \omega_{x1} \cdot \rho_0. \end{aligned} \quad (2.6)$$

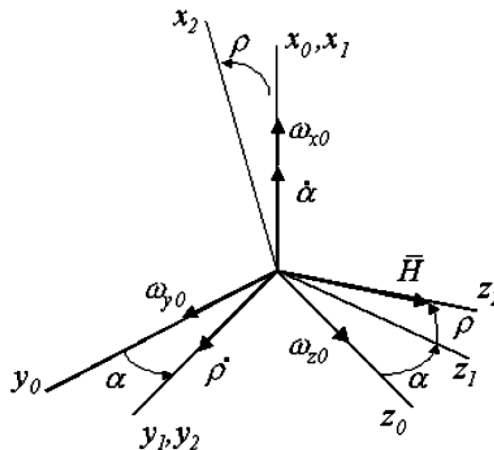


Рис. 2.15. Взаємне положення осей Резаля і зв'язаної системи координат [9]

Для складання диференціальних рівнянь руху ГС скористаємося методом Кудревич Б.І. (Теорія гіроскопічних приладів. Вибрані праці. Том 1.), підсумувавши моменти сил, що діють по осях прецесії і стабілізації, і прирівнявши їх нулю. Вирази моментів сил представлені у вигляді табл.2.1, в якій прийняті наступні позначення: d' - питома демпфуючий момент в двигуні

ланцюга розвантаження; i - передатне відношення редуктора; J_{p-y} - момент інерції ротора двигуна; K_α - крутизна характеристики ланцюга розвантаження; W_α - передатна функція ланцюга розвантаження; n - питома момент демпфірування в осі прецесії.

Таблиця 2.3.

Природа моменту	Вісь прецесії	Вісь стабілізації
Момент сил інерції	$J_{\Pi} \dot{\omega}_{y2} = J_{\Pi} (\dot{\omega}_{y0} + \ddot{\rho})$	$J_{x1} \dot{\omega}_{x1} = J_{x1} (\dot{\omega}_{x0} + \ddot{\alpha})$
Демпфуючий момент	$n \dot{\rho}$	$d \dot{\alpha} = i^2 d' \dot{\alpha} = d (\omega_{x1} - \omega_{x0})$
Гіроскопічний момент	$-H \omega_{x2} = -H \omega_{x1} + H \omega_{z1} \rho_0$	$H \omega_{y2} = H \omega_{y0} - H \dot{\rho}$
Зовнішній момент	$M_{\rho y} + M_{\rho B}$	$M_{\alpha H} + M_{\alpha P} + M_{\alpha T} =$ $M_{\alpha H} + K_{\alpha} W_{\alpha} \rho + M_{\alpha T} \text{sign} \omega_{x0}$
Інерційний момент через обкатки двигуна	-	$m \ddot{\alpha} \approx k_1 i^2 J_{p-y} (\dot{\omega}_{x1} - \dot{\omega}_{x0})$

Виконавши в рівняннях, складених методом Кудревич Б.І., перетворення, отримаємо лінеаризовані рівняння руху одновісного одногіроскопного стабілізатора:

$$\begin{aligned}
 J_{\Pi} \ddot{\rho} + n \dot{\rho} &= H \omega_{x1} - H \omega_{z1} \rho_0 - J_{\Pi} \dot{\omega}_{x0} + M_{\rho y} + M_{\rho B}; \\
 J_{x1} \dot{\omega}_{x1} + m \dot{\omega}_{x1} + d \omega_{x1} &= M_{\alpha H} - H \dot{\rho} - H \omega_{y0} - K_{\alpha} W_{\alpha} \rho + \\
 &+ d \omega_{x0} + M_{\alpha T} \text{sign} \omega_{x0},
 \end{aligned}
 \tag{2.7}$$

які утворюють систему двох зв'язаних диференціальних рівнянь щодо регульованих координат ω_{x1} і ρ . Знайдемо рівноважний стан системи за таких умов:

$$M_{\rho y} = M_{\rho B} = 0; \omega_{y0} = 0; W_{\alpha} = 1; M_{\alpha H} = M_0 = \text{const.}$$

Після закінчення перехідного процесу маємо: $\rho_0 = \frac{M_0}{K_{\alpha}}; \omega_{x1} - \omega_{z1}\rho_0 = \omega_{x2} = 0.$

З отриманих співвідношень видно, що гіростабілізатором функціонує таким чином, щоб проекція абсолютної кутовий швидкості на його вимірювальну вісь була дорівнює нулю. [9]

2.6 Структурна схема гіростабілізатора

Як видно з попереднього, гіростабілізатором являє собою досить складну систему автоматичного регулювання. Тому для аналізу його роботи доцільно застосовувати методи теорії автоматичного управління, зокрема, використати представлення системи регулювання у вигляді структурної схеми, що складається з динамічних ланок. Введемо наступні передатні функції ланок.

$W_y(s) = -\frac{1}{H}$	- Передатна функція управління;
$W_H(s) = \frac{H}{J_H s^2 + n s}$	- Вимірювальна передатна функція;
$W_j(s) = J_{\alpha} s + d =$	- Передатна функція платформи;
$= (J_{x1} + m) s + d$	- Передатна функція по гіроскопічного
$W_{\Gamma}(s) = \frac{H^2}{J_H s^2 + n}$	моменту;
$W_p(s) = K_{\alpha} W_{\alpha}(s)$	- Передатна функція каналу
	розвантаження.

З урахуванням введених позначень перепишемо рівняння (2.7) в операторній формі, вважаючи $M_{\rho B} = 0.$

$$\begin{aligned}
\rho &= W_H(s)(\omega_{x1} - \omega_y - \omega_{z0} \cdot \rho_0 - \frac{J_{\Pi}}{H} \cdot s \cdot \omega_{y0}); \\
W_J(s) \cdot \omega_{x1} &= -W_f(s)(\omega_{x1} - \omega_y - \omega_{z0} \cdot \rho_0 - \frac{J_{\Pi}}{H} \cdot s \cdot \omega_{y0}) - \\
&- W_p(s) \cdot \rho + W_B(s) \cdot \omega_{x0} + W_B^*(\omega_{x0}) - H \omega_{y0}; \\
\omega_y &= W_y(s) \cdot M_{py},
\end{aligned} \tag{2.8}$$

де $W_B^*(\omega_{x0}) = M_{\alpha T} \text{sign}(\omega_{x0})$ - передатне функція по моменту сил сухого тертя.

При складанні структурної схеми гіростабілізатора в якості вхідних величин виберемо переносні кутові швидкості підстави і моменти зовнішніх сил. Основний регульованою координатою в ГС є кутова швидкість платформи, а додатковою - кут прецесії ρ . Динамічна помилка стабілізації кутової швидкості

платформи $\Delta\omega = \omega_{x1} - \omega_y - \omega_{z0} \cdot \rho_0 - \frac{J_{\Pi}}{H} \cdot s \cdot \omega_{y0}$. По рівняннях (2.8) побудуємо структурну схему одновісного гіростабілізатора, як показано на рис. 2.7.

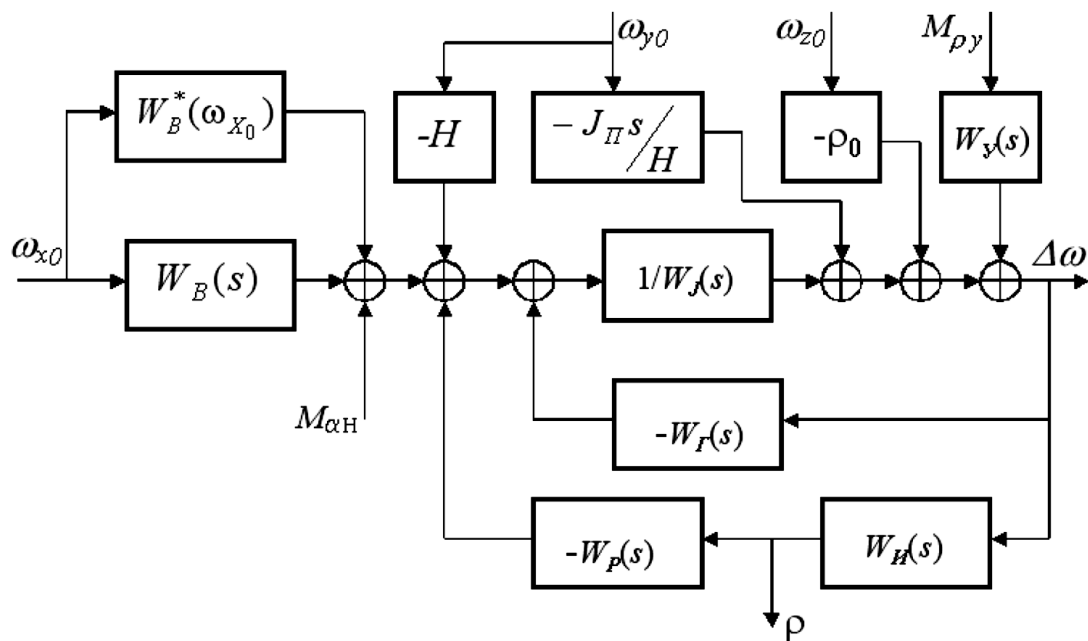


Рис. 2.16. Структурна схема одновісного гіростабілізатора [9]

2.7 Системи стабілізації, керовані датчиком кутової швидкості

Розглянемо тепер систему стабілізації з таким чутливим елементом, який не реагує безпосередньо на помилку стабілізації, а виробляє лише сигнал,

пропорційний абсолютної кутової швидкості платформи, т. Е. Швидкості зміни помилки стабілізації.

Схема такої системи дана на рис. 2.8, де УП - підсилювально-перетворювальне пристрій; Д - двигун; Р - редуктор; П - платформа; α — абсолютний кут повороту платформи; $\dot{\theta}$ — швидкість хитавиці об'єкта; $\dot{\alpha}_2$ — швидкість платформи щодо хитного об'єкта.

Як чутливого елемента, який виробляє сигнал, пропорційний швидкості зміни кутового положення платформи, може використовуватися, наприклад, гіроскопічний датчик кутової швидкості або вібраційний гіроскоп, встановлений на платформі.

Рівняння системи мають вигляд:

$$\begin{aligned} J_0 p^2 \alpha + J_d n p^2 [(-1)^t \theta - n \alpha_2] &= M_B - n M_d; \\ M_d &= k_d U - s n p \alpha_2; \\ U &= k_{чз} W_y(p) p \alpha; \\ \alpha &= \theta - \alpha_2. \end{aligned} \quad (2.9)$$

$k_{чз}$ — коефіцієнт передачі чутливого елемента;

M_B — сумарний збурює момент, діючий на платформу;

$W_y(p)$ — передатна функція підсилювально-перетворювального пристрою.

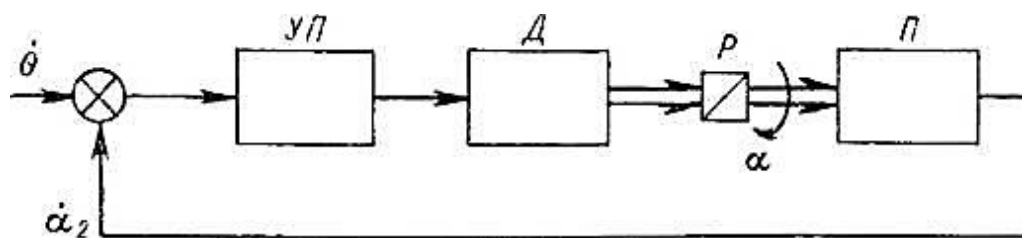


Рис. 2.17. Блок-схема системи стабілізації, керованої датчиком кутової швидкості.[2]

Помилка стабілізації відповідно до рівнянь (1.9) дорівнює:

$$\alpha = \frac{p\{1+[1-(-1)^i \frac{1}{n}]T_d p\}\theta + \frac{M_B}{sn^2}}{p[1+T_c p + \frac{k_{q.э.}k_d}{sn}W_y(p)]}, \quad (2.10)$$

чи

$$\alpha = \frac{1+[1-(-1)^i \frac{1}{n}]T_d p}{1+T_c p} \cdot \frac{1}{1+W(p)} \theta + \frac{\frac{M_B}{sn^2}}{p[1+T_c p + \frac{k_{q.э.}k_d}{sn}W_y(p)]}, \quad (2.11)$$

де передатна функція розімкнутої системи

$$W(p) = \frac{k_{q.э.}k_d W_y(p)}{sn(1+T_c p)}. \quad (2.12)$$

Перша складова помилки (2.1) - помилка від обкатки

$$\alpha_0 = \rho(p) \frac{1}{1+W(p)} \theta, \quad (2.13)$$

де

$$\rho(p) = \frac{1+[1-(-1)^i \frac{1}{n}]T_d p}{1+T_c p} \quad (2.14)$$

може при розрахунку системи враховуватися за зразком, даному вище для випадку регулювання по положенню платформи.

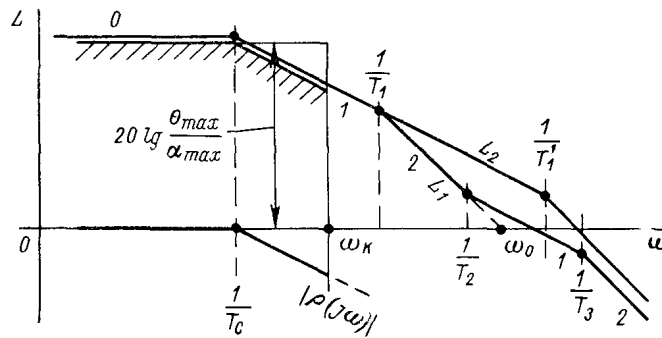


Рис. 2.18. До побудови л. а. х. статичної системи без урахування моментної помилки[2]

Тоді при гармонійній хитавиці амплітуда помилки від обкатки відповідно до рівнянь (2.3) і (2.4) дорівнює

$$\alpha_{\max} \approx \frac{|\rho(j\omega_k)|}{|W(j\omega_k)|} \theta_{\max}, \quad (2.5)$$

Якщо $|W(j\omega_k)| \gg 1$.

Тоді в формулі (2.5)

$$|\rho(j\omega_k)| = \frac{1}{|1 + j\omega_k T_c|}. \quad (2.6)$$

Останнє співвідношення є наближенням, якщо, як звичайно, $\omega_k T_d < 1$, небудь точним, якщо система безредукторна, тобто $n=1, i=0$.

За виразами (2.5) і (2.6) на рис. 2.9 побудована заборонена область (лінія з штрихуванням) для низькочастотної частини л. а. х. системи. Тут же показаний можливий вид л. а. х. L1 скорегованої системи, що володіє передатної функцією, типовою для статичної системи:

$$W(p) = \frac{K(1 + T_2 p)}{(1 + T_c p)(1 + T_1 p)(1 + T_3 p)}. \quad (2.7)$$

Подібна передатна функція відповідає виразу (2.2), якщо підсилювально-перетворювальна ланцюг не містить інтегруючих ланок і

$$W_y(p) = \frac{k_y(1+T_2p)}{(1+T_1p)(1+T_3p)}. \quad (2.8)$$

У виразі (2.7) $K = \frac{k_{ч.з} k_d k_y}{sn}$ коефіцієнт передачі розімкнутої системи.

Найменший коефіцієнт передачі розімкнутої системи, відповідний формулами (2.5) - (2.7), при $T_1 < \frac{1}{\omega_K}$ дорівнює

$$K = \frac{\theta_{\max}}{\alpha_{\max}}, \quad (2.9)$$

якщо α_{\max} -найбільша допустима помилка.

На рис. 2.9 $T_c > \frac{1}{\omega_K}$, але співвідношення (2.9) зберігається при будь якій T_c .

Крім системи, якій відповідає л. а. х. L1, виду 0-1-2-1-2, може використовуватися статична система з л. а. х. виду 0-1-2 (див. L2 на рис. 2.9) і передатної функцією

$$W(p) = \frac{K}{(1+T_cp)(1+T_1'p)}.$$

Тут постійна часу T_1' наближено визначається співвідношенням

$$T_1' \leq T_c \frac{M^2 + M\sqrt{M^2 - 1}}{2K} - T_\Sigma,$$

де T_Σ - сума малих постійних часу системи. Використання л. а. х. типу 0-1-2 можливо, якщо не виникає труднощів

при демпфіруванні системи через наявність в ній малих постійних часу або коливальних ланок.

Ми розглянули помилку від обкатки. Розглянемо тепер другу складову помилки (2.1) - моментну помилку. При цьому обмежимося тільки тими складовими моменту МВ, які, наприклад момент сухого тертя й момент

небалансу, можуть вважатися постійними принаймні в межах інтервалу знакопостійності швидкості качки.

Характер зміни в часі моментної помилки залежить від виду передатної функції підсилювально-перетворювального пристрою $W_y(p)$. У розглянутому випадку цей пристрій не містить інтегруючих ланок, тобто $W_y(p)$ не має множника p в знаменнику.

Тоді після закінчення перехідного процесу, викликаного черговою зміною обурює моменту M_B , встановлюється деяка швидкість догляду платформи, постійна в межах інтервалу постійності моменту M_B і дорівнює

$$\dot{\alpha}_M = \frac{M_B}{sn^2(K+1)}, \quad (2.10)$$

де $K = \frac{k_{q.э} k_d k_y}{sn}$; $k_y = \lim_{p \rightarrow 0} W_y(p)$ – коефіцієнт передачі підсилювально - перетворювального пристрою.

Моментна помилка, що накопичується від догляду платформи за час t_p роботи системи стабілізації, наближено дорівнює

$$\alpha_{M.p} = \frac{\Delta M_B t_p}{sn^2(K+1)}, \quad (2.11)$$

де ΔM_B - найбільша очікувана різниця збурюючих моментів, що діють на платформу при русі її в протилежні сторони.

Тоді максимальна помилка стабілізації дорівнює сумі амплітуди помилки від обкатки і накопиченої моментної помилки. Згідно рівнянням (2.5) і ця сумарна помилка при частоті хитавиці ω_K дорівнює

$$\alpha_\Sigma = \alpha_{\max} + \alpha_{M.p} \approx \frac{|\rho(j\omega_K)|}{|W(j\omega_K)|} \theta_{\max} + \frac{\Delta M_B t_p}{sn^2(k+1)}. \quad (2.12)$$

Враховуючи співвідношення (2.6), (2.7) і $K \gg 1$, отримаємо

$$\alpha_{\Sigma} = \frac{|1 + j\omega_{\kappa} T_1|}{K} \theta_{\max} + \frac{\Delta M_{\epsilon} t_p}{sn^2 K}. \quad (2.13)$$

Звідси, за умови, що α_{Σ} дорівнює найбільшій допустимій сумарній помилці стабілізації, знайдемо коефіцієнт передачі системи

$$K \geq \frac{\sqrt{1 + (\omega_{\kappa} T_1)^2} \theta_{\max} + \frac{\Delta M_{\epsilon} t_p}{sn^2}}{\alpha_{\Sigma}} \approx \frac{\theta_{\max} + \frac{\Delta M_{\epsilon} t_p}{sn^2}}{\alpha_{\Sigma}}; \quad (2.14)$$

наближення відповідає $T_1 < \frac{1}{\omega_{\kappa}}$.

Л. а. х. системи для цього випадку побудована на рис. 2.10. Тут K знайдений з виразу (2.14), а постійна часу T_1 взята такою, щоб л. а. х. не зайшла до забороненої області. Ця область будується, як і на рис. 2.9, без урахування моментної помилки. Постійні часу T_2 і T_3 знаходяться по базовій частоті, яка визначається

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{K}{T_c T_1}}, \quad (2.15)$$

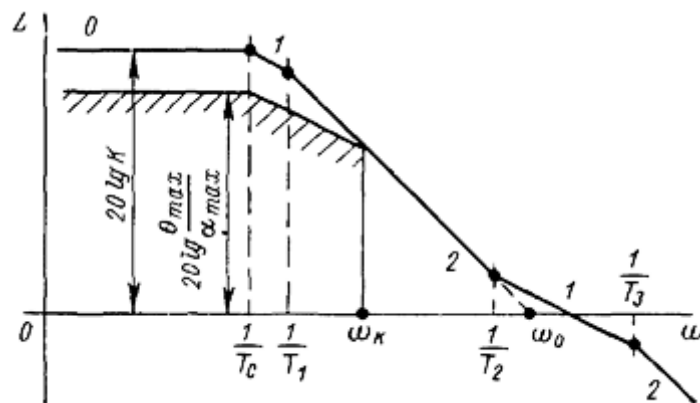


Рис. 2.19. До побудови л. а. х. статичної системи з урахуванням моментної помилки.[2]

Отримані співвідношення відносяться до випадку, коли система стабілізації є статичною, що має місце при відсутності множника p^{-1} у виразі (2.8).

Перейдемо до випадку, коли в підсилювально - перетворювальний ланцюг введено ізодромний пристрій з передатної функцією

$$W_H(p) = \frac{k_H}{p} + k_1 = \frac{k_H(1 + T_H p)}{p}, \quad (2.16)$$

де k_H - коефіцієнт передачі інтегратора в ізодромному пристрої, а

$$T_H = \frac{k_1}{k_H} \quad (2.17)$$

є постійною часу ізодромного пристрою. Тоді

$$W_y(p) - W_H(p)W_y'(p) = \frac{k_H(1 + T_H p)W_y'(p)}{p}, \quad (2.18)$$

де $W_y'(p)$ - передатна функція підсилювача з пасивними корегуючими ланцюгами, що не містить інтегруючих ланок.

При введенні ізодромного пристрою система набуває астатизму першого порядку. При цьому для передатної функції замість формули (2.7) може бути використано вираз

$$W(p) = \frac{Kk_H(1 + T_H p)}{p(1 + T_c p)(1 + T_3 p)} = \frac{K_\Omega(1 + T_2 p)}{p(1 + T_c p)(1 + T_3 p)}, \quad (2.19)$$

де $K_\Omega = Kk_H$ - добротність по швидкості; $T_2 = T_H$, а T_3 - постійна часу коректує ланцюга в підсилювачі.

Бажані параметри такої системи визначаються по розглянутому раніше зразком для звичайних систем з астатизмом першого порядку, керованих по положенню платформи. Зокрема, величина T_H повинна вибиратися за формулами, наведеними вище для постійної часу T_2 , що вводиться для демпфірування.

Однак досліджувана система має деяку відмінність від розглянутих раніше. Це обумовлено тим, що інтегратор може виробляти деякий помилковий сигнал, зростаючий з часом. Цей сигнал, наведений до входу системи, еквівалентний догляду чутливого елемента в звичайних системах стабілізації.

У розглянутій системі швидкість догляду інтегратора додавали до помилки датчика кутової швидкості стабілізуючої платформи. Це повинно бути враховано при оцінці помилки стабілізації, що вноситься чутливим елементом.

В якості інтегратора можуть застосовуватися різні пристрої. Так, при використанні електромеханічного інтегруючого приводу швидкість догляду може бути обмежена величиною 0,05-0,10% його номінальної швидкості.

В окремому випадку, коли замість ізодромного пристрій має лише інтегратор, тобто, порядок розрахунку системи не змінюється, але в підсилювач повинна бути введена постійна часу 7%, щоб забезпечити передатну функцію виду (2.19).

Аналіз системи, керованої датчиком кутової швидкості, виконаний без урахування його інерційних властивостей. Інерційні властивості датчика, якими він може володіти в області високих частот, враховуються звичайним шляхом при формуванні бажаної передатної функції за умовами стійкості; розрахунок системи по заданій точності залишається без зміни.[2]

2.8 Опис спроектованого приладу

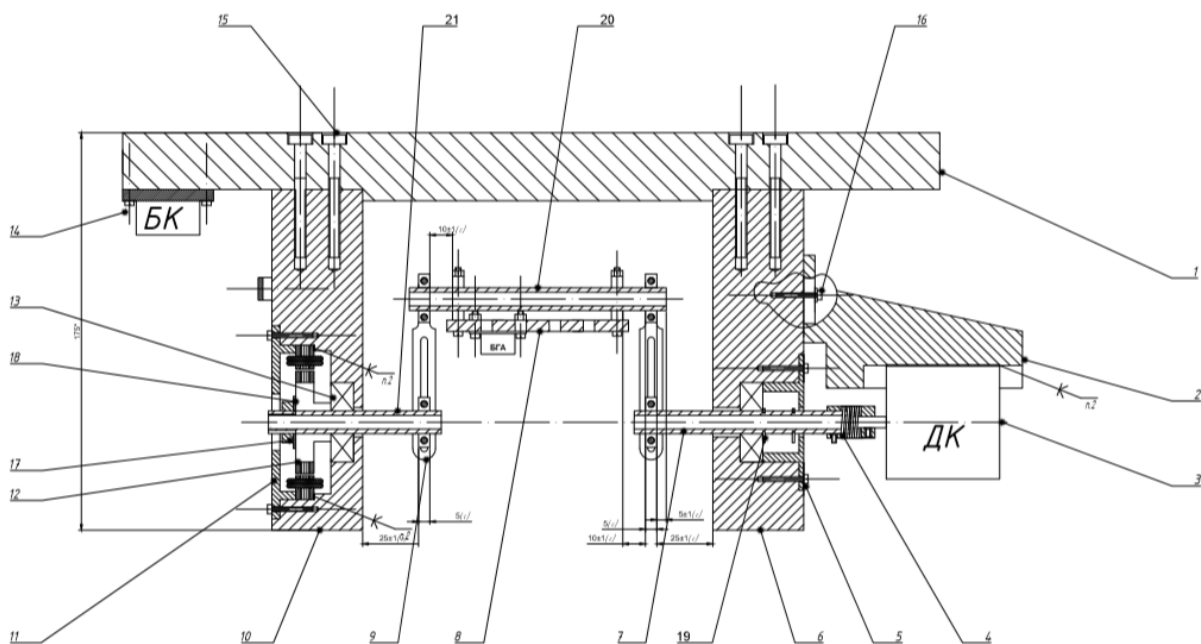


Рис.2.20.Одновісна система орієнтації

На рис.2.11 представлена модель одновісної системи орієнтації. Дана модель складається з: 1 – основа; 2 – сидло; 3 – датчик кута; 4 - муфта; 5 та 11 – кришки; 6 та 10 – стойки; 7, 20 та 21 – вали

2.11 Розрахунок навантажень на опори

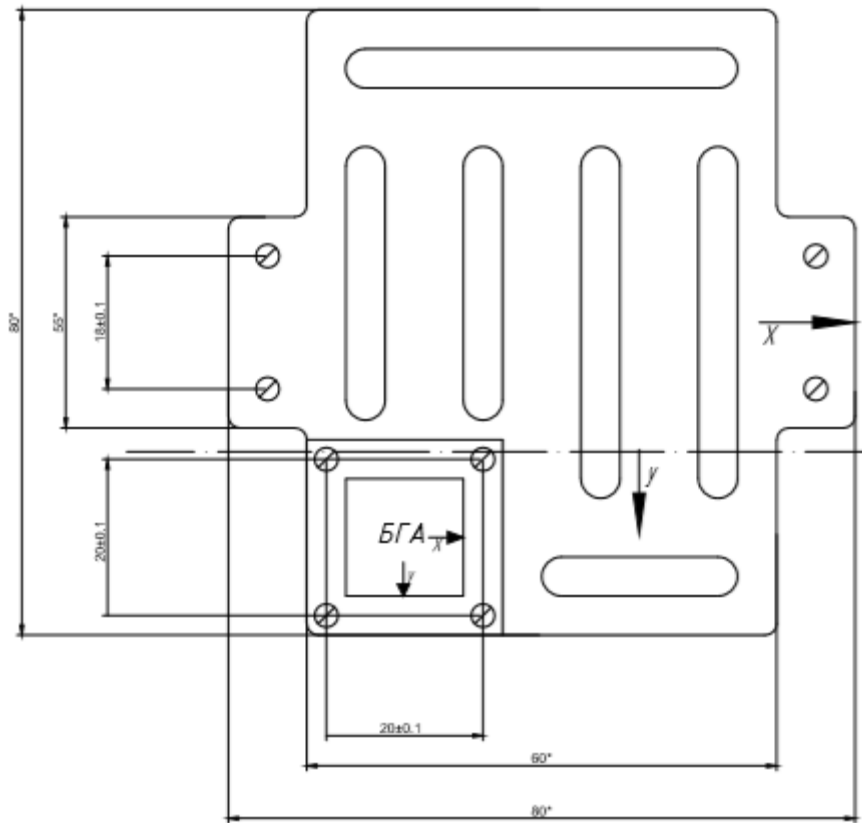


Рис.2.21. Платформа одновісної системи орієнтації

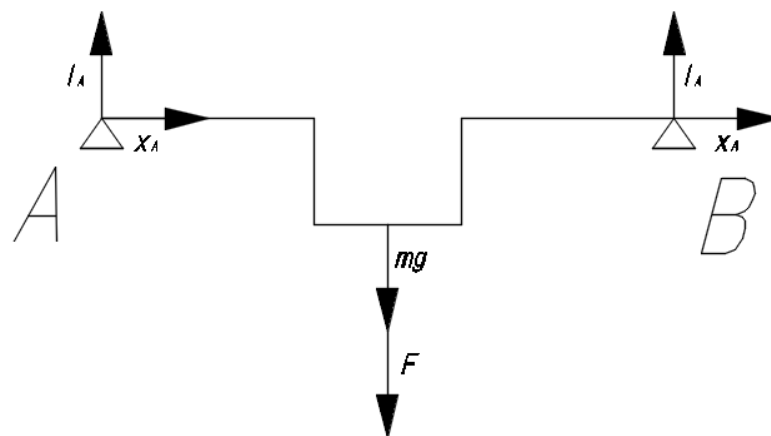


Рис.2.22. Схема розрахунку валів на згин

$\omega = 90 \frac{^\circ}{c}$ - кутова швидкість платформи, $m = 500g = 0.5kg$ - маса

платформи, $\tau = 0.1c$ - час _____, $\Delta\tau = 3\tau$ - час _____,

$$\varepsilon = \frac{\omega_{MAX} - 0}{3\tau} = \frac{90}{0.3} = 300 \frac{^\circ}{c}; \quad (2.20)$$

ε - кутова швидкість.

$$I = mr^2 = 0.5 \cdot 0.04^2 = 8 \cdot 10^{-4} kg \cdot m^2 \quad (2.21)$$

I - момент інерції.

$$F_{дин} = I \cdot \varepsilon = 300 \cdot 8 \cdot 10^{-4} = 0.24H \quad (2.22)$$

$F_{дин}$ - динамічне навантаження, що діє на опори.

$$F = mg + F_{дин} = 4.9 + 0.24 = 5.14H \quad (2.23)$$

F - загальне навантаження, що діє на опори.

$$F_{акс} = 10\%F = 0.514H \quad (2.24)$$

$F_{акс}$ - аксіальне навантаження, що діє на опори.

$$R = \frac{mg}{2} = \frac{4.9}{2} = 2.45 \quad (2.25)$$

2.12 Висновки до розділу

Проведено дослідження одновісної системи орієнтації. Складені математичні моделі дозволили провести теоретичне дослідження похибок приладу. Проведено конструкторський опис збірки дипломного проекту та розраховано навантаження на осі виробу.

У роботі наведені принципова і структурна схеми одновісного гіростабілізатора, системи стабілізації, керовані датчиком кутової швидкості проаналізовані наступні методичні помилки: максимальна помилка стабілізації,

похибка від впливу хитавиці на систему горизонтальної корекції, від обкатки і накопиченої моментної помилки.

Під час роботи з програмною моделлю були виявлені наступні закономірності:

Амплітуда гармонічних коливань $\dot{\theta}$ збільшувала амплітуду коливань $\dot{\alpha}_2$ на виході, в той час як частота хитавиці зменшувала амплітуду $\dot{\alpha}_2$.

Коефіцієнт i практично не впливав на вихідне значення $\dot{\alpha}_2$, а коефіцієнт n при збільшенні прискорював повернення $\dot{\alpha}_2$ в 0, а також було виявлено що при $n=105$, $\dot{\alpha}_2$ переставав повертатися до нуля а навпаки ще більше віддаляв $\dot{\alpha}_2$ А

Також було досліджено, що при значенні $MV=10^{-3}$ він практично не впливав на $\dot{\alpha}_2$ якою б не була його частота. Зміни частоти вже спостерігалися коли $MV=1$, для наглядності ми використали значення $MV=10$. Сам коефіцієнт створював синусоїдні коливання $\dot{\alpha}_2$.

За даними дослідженнями була проведена перевірка, підтвердила правильність результатів.

Розрахунок осей на згин дав цілком задовільний результат.

Перелік посилань

1. Одинцов А.А. «Теория и расчет гироскопических приборов»/ А.А. Одинцов
Издательское объединение «Вища школа», 1985.-392 с.
2. Бесекерский В.А., Фабрикант Е.А. «Динамический синтез систем гироскопической стабилизации»/ Издательство «Судостроение», 1968.- 348с.
3. С.С. Ривкин, З.М. Берман, И.М. Окон «Определение параметров ориентации объекта бесплатформенной инерциальной системой»/ С.С. Ривкин, З.М. Берман, И.М. Окон- СПб: ГНЦ РФ- ЦНИИ «Электроприбор», 1996.- 226 с.
4. Матвеев В.А. «Гироскоп - это просто»/ В.А. Матвеев.- М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э Баумана, 2012.-191 с.
5. Анурьев В.И. «Справочник конструктора-машиностроителя»: В 3 т. Т.1.- 8-е изд., перераб. И доп. Под ред. И. Н. Жестковой. – М.: Машиностроение, 2001.- 912 с.
6. Анурьев В.И. «Справочник конструктора-машиностроителя»: В 3-х т.: Т.2.- 8-е изд., перераб. И доп. Под ред. И. Н. Жестковой. – М.: Машиностроение, 2001.- 920 с. Кулешов А.В. Гиростабилизаторы кинотелеапаратуры(опыт разработки и применения);
7. Е.А. Никитин, С.А. Шестов, В.В. Матвеев «Гироскопические системы: Элементы гироскопических приборов»: Учеб. Для вузов по спец. «Гироскоп. Приборы и устройства»/ Е.А. Никитин, С.А. Шестов, В.В. Матвеев; Под ред. Д.С. Пельпора.- 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Высш. шк., 1988.-432 с.
8. В.Д. Мягков, М.А. Палей, А. Б. Романов, В. А. Багинский «Допуски и посадки»: Справочник. В 2-х ч. / В.Д. Мягков, М.А. Палей, А. Б. Романов, В. А. Багинский- 6-е изд., перераб. и доп.- Л.: Машиностроение. Ленинград. отд-ние, 1982.- Ч. 1. 543 с., ил.
9. Серегин В.В. «Прикладная теория и принципы построения гироскопических систем». Учебное пособие.- СПб.: СПбГУ ИТМО, 2007.- 78 стр.